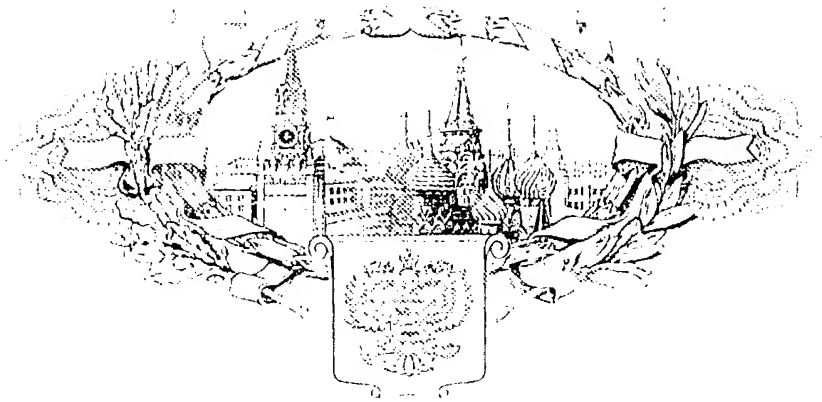


РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2259308

МНОГОРАЗОВЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ

Патентообладатель(ли): *Сыромятников Владимир Сергеевич*  
(RU)

Автор(ы): *Сыромятников Владимир Сергеевич* (RU)

Заявка № 2004104615

Приоритет изобретения 18 февраля 2004 г.

Зарегистрировано в Государственном реестре  
изобретений Российской Федерации 27 августа 2005 г.

Срок действия патента истекает 18 февраля 2024 г.

Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной  
собственности, патентам и товарным знакам

Б.П. Симонов

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



(19) **RU** <sup>(11)</sup> **2 259 308** <sup>(13)</sup> **C1**  
(51) МПК<sup>7</sup> **B 64 G 1/62, 1/14, 1/00**

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,  
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2004104615/11, 18.02.2004

(24) Дата начала действия патента: 18.02.2004

(45) Опубликовано: 27.08.2005 Бюл. № 24

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: АФАНАСЬЕВ И.Б. Неизвестные корабли. М.: Знание, 1991, с.5-7. Космонавтика, энциклопедия/Под ред. В.П.ГЛУШКО. М.: Советская энциклопедия, 1985, с.369. Ст. «Союз». ИТОГИ НАУКИ И ТЕХНИКИ. Ракетостроение 1963-1965. ШУНЕЙКО И.И. Крылатые космические корабли. М.: 1966, с.71-75. US 3132825 A; 12.05.1964. US 4240601 A; 23.12.1980.

Адрес для переписки:

129278, Москва, ул. Павла Корчагина, 14,  
кв.81, В.С.Сыромятникову

(72) Автор(ы):

Сыромятников В.С. (RU)

(73) Патентообладатель(ли):

Сыромятников Владимир Сергеевич (RU)

(54) МНОГОРАЗОВЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ

(57) Реферат:

Изобретение относится к космической технике, преимущественно к космическим аппаратам (КА) для спуска в атмосфере планеты. Предлагаемый КА содержит корпус со складывающимися крыльями и/или стабилизаторами, снабженными механизмами для их развертывания. В сложенном положении при торможении КА в атмосфере указанные крылья и/или стабилизаторы закрыты отделяемым лобовым теплозащитным экраном. Данный экран может иметь овальную форму в проекции на плоскость, перпендикулярную продольной оси КА. Боковые поверхности хвостовой части корпуса КА с крыльями и/или стабилизаторами (а также и некоторыми другими элементами) могут быть закрыты отделяемыми

аэродинамическими щитками. Эти щитки, в частности, образуют коническую поверхность. После торможения на начальном этапе спуска экран отделяется, а крылья (стабилизаторы) развертываются в рабочее положение. Технический результат изобретения состоит в обеспечении достаточно высокого аэродинамического качества КА при его снижении в атмосфере и, одновременно, защищенности КА от аэродинамических и тепловых нагрузок при торможении на высоких сверхзвуковых скоростях полета. Данный результат может быть достигнут при минимальных затратах, включающих затраты на межполетное обслуживание КА. 3 з.п. ф-лы, 13 ил.

# PATENT COOPERATION TREATY

PCT/RU2004/00024

From the INTERNATIONAL BUREAU

## PCT

NOTIFICATION CONCERNING  
TRANSMITTAL OF COPY OF INTERNATIONAL  
APPLICATION AS PUBLISHED OR REPUBLISHED

To:

SYROMIATNIKOV, Vladimir Sergeevich  
ul. Pavla Korchagina, 14-81  
Moscow, 129278  
FÉDERATION DE RUSSIE

Date of mailing (day/month/year)

25 August 2005 (25.08.2005)

Applicant's or agent's file reference

IMPORTANT NOTICE

International application No.

PCT/RU2004/000241

International filing date (day/month/year)

24 June 2004 (24.06.2004)

Priority date (day/month/year)

18 February 2004 (18.02.2004)

Applicant

SYROMIATNIKOV, Vladimir Sergeevich

The International Bureau transmits herewith the following documents:



copy of the international application as published by the International Bureau on 25 August 2005 (25.08.2005) under No. WO 2005/077759



copy of international application as republished by the International Bureau on under No. WO

For an explanation as to the reason for this republication of the international application, reference is made to INID codes (15), (48) or (88) (as the case may be) on the front page of the attached document.

The International Bureau of WIPO  
34, chemin des Colombettes  
1211 Geneva 20, Switzerland

Authorized officer

Beate Giffo-Schmitt

Facsimile No. +41 22 740 14 35

Facsimile No. +41 22 338 87 20

(12) МЕЖДУНАРОДНАЯ ЗАЯВКА, ОПУБЛИКОВАННАЯ В СООТВЕТСТВИИ С  
ДОГОВОРом О ПАТЕНТНОЙ КООПЕРАЦИИ (РСТ)

(19) ВСЕМИРНАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ  
ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ  
Международное бюро



РСТ



(43) Дата международной публикации:  
25 августа 2005 (25.08.2005)

(10) Номер международной публикации:  
WO 2005/077759 A1

(51) Международная патентная классификация<sup>1</sup>:  
B64G 1/14, 1/32

(21) Номер международной заявки: PCT/RU2004/000241

(22) Дата международной подачи:  
24 июня 2004 (24.06.2004)

(25) Язык подачи: русский

(26) Язык публикации: русский

(30) Данные о приоритете:  
2004104615 18 февраля 2004 (18.02.2004) RU

(71) Заявитель и

(72) Изобретатель: СЫРОМЯТНИКОВ Владимир Сер-  
геевич [RU/RU]; 129278 Москва, ул. Павла Кор-  
чагина, д. 14, кв. 81 (RU) [SYROMIATNIKOV,  
Vladimir Sergeevich, Moscow (RU)].

(81) Указанные государства (если не указано иначе, для  
каждого вида национальной охраны): AE, AG, AL,  
AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BY, BW, BZ,  
CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC,  
EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, HR, HU, ID,

IL, IN, IS, JP, KE, KG, KP, KR, KZ, LC, LK, LR,  
LS, LT, LU, LV, MA, MD, MG, MK, MN, MW,  
MX, MZ, NA, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT,  
RO, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SY, TJ, TM, TN,  
TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, YU, ZA,  
ZM, ZW.

(84) Указанные государства (если не указано иначе, для  
каждого вида национальной охраны): ARIPO  
патент (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD,  
SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), евразийский патент  
(AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM),  
европейский патент (AT, BE, BG, CH, CY, CZ,  
DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IT, LU,  
MC, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), патент OAPI  
(BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML,  
MR, NE, SN, TD, TG).

Опубликована

С отчётом о международном поиске.

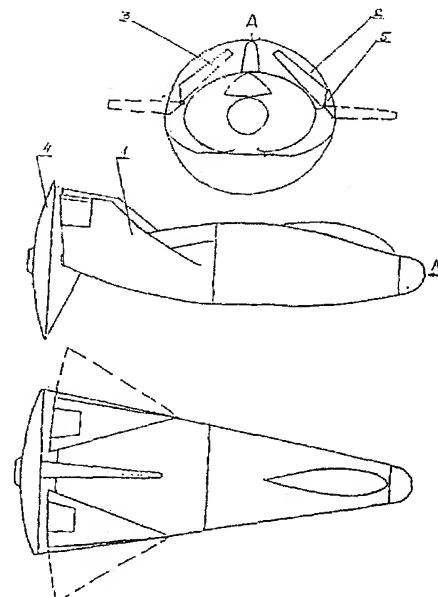
С изменённой формулой изобретения.

В отношении двухбуквенных кодов, кодов языков и дру-  
гих сокращений см. «Пояснения к кодам и сокращениям»,  
публикуемые в начале каждого очередного выпуска Бюл-  
летеня РСТ.

(54) Title: REUSABLE SPACE VEHICLE

(54) Название изобретения: МНОГОРАЗОВЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ

(57) Abstract: The invention relates to space engineering,  
mainly to reusable space vehicles (SV) for descending in a  
planet atmosphere. The inventive SV consists of an all-body  
(1) comprising folding wings and/ or stabilisers (2, 3) provided  
with devices (5) for unfolding said wings and/ or stabilisers,  
which are closed by a front removable heat-protecting screen  
(4) in the folded position thereof during the descent of the SV  
in the atmosphere. Said screen can have an oval shape in the  
projection on a plane which is perpendicular to the longitudinal  
axis of the SV. The side surfaces of the rear section of the SV  
body provided with the wings and/ or stabilisers (2,3) can be  
closed by separate aerodynamic panels (not shown). Said  
panels, in particular form a conical surface. After deceleration,  
at an initial descent stage, the screen (4) is removed and the  
wings (stabilisers) are unfolded into the operating position  
thereof by means of the devices (5). Said invention ensures the  
sufficiently high aerodynamic quality of the SV during the  
descent thereof in the atmosphere and simultaneously protects  
said SV against aerodynamic and thermal loads during  
supersonic deceleration. Said result is reached by minimum  
costs including the SV turnaround servicing costs.



[Продолжение на след. странице]



WO 2005/077759 A1



---

(57) **Реферат:** Изобретение относится к космической технике, преимущественно к многоразовым космическим аппаратам (КА) для спуска в атмосфере планеты. КА содержит несущий корпус (1) со складывающимися крыльями и/или стабилизаторами (2-3), снабженными механизмами (5) их разворачивания. В сложенном положении при торможении КА в атмосфере указанные крылья и/или стабилизаторы (2-3) закрыты отделяемым лобовым теплозащитным экраном (4). Экран может иметь овальную форму в проекции на плоскость, перпендикулярную продольной оси КА. Боковые поверхности хвостовой части корпуса КА с крыльями и/или стабилизаторами (2-3) могут быть закрыты отдельными аэродинамическими щитками (не показаны). Эти щитки, в частности, образуют коническую поверхность. После торможения на начальном этапе спуска экран (4) отделяется, а крылья (стабилизаторы) разворачиваются в рабочее положение механизмами (5). Изобретение обеспечивает достаточно высокое аэродинамическое качество КА при его снижении в атмосфере и, одновременно, защищает КА от аэродинамических и тепловых нагрузок при торможении, на высоких сверхзвуковых скоростях полета. Данный результат может быть достигнут при минимальных затратах, включая затраты на межполетное обслуживание КА.

## Многоразовый космический аппарат

## Область техники

Изобретение относится к космической области техники, а именно, к многоразовым космическим аппаратам (КА).

5

## Предшествующий уровень техники

Известны космические аппараты (КА), имеющие форму усеченного конуса. Примером такого КА может служить первый американский космический корабль (КК) «Меркурий» (фиг.1) [1]. С тех пор принято называть подобные конструкции капсульного типа. После схода с  
10 орбиты эта капсула, выполненная в форме усеченного конуса, летит широкой частью вперед, при этом круглый лобовой теплозащитный экран сферической формы, закрывающий широкую часть КА, может отстреливаться после торможения в атмосфере. У КК «Меркурий» лобовой теплозащитный экран отстреливался, но полностью не  
15 отделялся, а вытягивал сотовый амортизатор, смягчавший удар при приводнении. У космического корабля (КК) «Союз» лобовой экран отстреливается полностью, у КК «Джемини» и «Аполлон» лобовой экран не отделялся совсем [2]. Форма и конфигурация КА (капсулы) в виде усеченного конуса, летящего широкой частью вперед и закрытой  
20 лобовым теплозащитным экраном, является рациональной по ряду факторов, в частности:

- отличается благоприятным распределением тепловых потоков по сравнению, например, со сферой или с конусом, летящим заостренной частью вперед; фактически, лобовой экран играет  
25 роль рассекателя атмосферы (wake shield), образуя ударную

волну (фиг.2); при определенных условиях (при полете с углом атаки) КА (капсула) обладает аэродинамическим качеством;

- при наличии угла атаки капсула управляется при спуске в атмосфере при сверхзвуковых скоростях за счет разворотов по крену, требующих небольших управляющих моментов;
- имеет хорошее объемное заполнение и внутреннюю компоновку;
- хорошо komponуется на ракете-носителе (РН), вписываясь в обтекаемую головную часть;
- направление перегрузок благоприятно для экипажа как на участке выведения на орбиту (на РН), так и при торможении в атмосфере, а также при приземлении.

Опыт создания американских космических кораблей «Меркурий» и «Джемини» [3] показал, что наружная оболочка корпуса капсулы может быть выполнена из теплоустойчивых металлических сплавов; капсула после возвращения с орбиты остается пригодной для повторного использования. Это было подтверждено на практике в полете «Джемини-2»; его капсулу успешно использовали второй раз в 1966г по программе MOL (проект орбитальной станции, позднее закрытой) [4].

Недостатком КА капсульного типа является небольшая величина подъемной силы, так называемое малое аэродинамическое качество (отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению). Этот недостаток проявляется при возвращении с орбиты на обоих основных участках полета: при торможении в атмосфере и, особенно, при приземлении. В первом случае это приводит к ограниченным возможностям в части бокового маневра, во втором – к невозможности посадки «по-самолетному», на взлетно-посадочную полосу (ВПП). В результате, все КА капсульного типа приземлялись на парашютах.

Для посадки на ВПП необходимо обеспечить достаточно большое аэродинамическое качество. Именно по этой причине при создании многоразового КК «Спейс Шаттл» (фиг.3а,3б,3в) была выбрана крылатая конфигурация с дельтовидным крылом, обеспечивающая большую  
5 устойчивость и большой боковой маневр по сравнению с другими формами крыльев [5]. Основной задачей было обеспечить посадку «орбитера» (возвращаемого на Землю элемента космической транспортной системы «Спейс Шаттл») на ВПП за счет большого аэродинамического качества как при сверхзвуковых скоростях (для  
10 возможности большого бокового маневра), так и при дозвуковых скоростях (при заходе на посадку и при приземлении).

Имеется существенное противоречие между желательными формами КК на различных участках полета: при выводе на орбиту на ракетеносителе (РН), при спуске в атмосфере и при приземлении. При  
15 гиперзвуковых скоростях (особенно при больших числах Маха) крылатая форма, хотя и обеспечивает большой боковой маневр, в целом, не рациональна, в частности, очень большие поверхности КА нуждаются в специальной теплозащите. Дополнительное требование по многоразовому использованию приводит к утяжелению теплозащиты (ее  
20 суммарная масса у «орбитера» «Спейс Шаттла» составляет около 9 тонн) и усложнению ее конфигурации, конструкции и технологии. Компонировка такого корабля на РН также затруднена. Основные недостатки крыльев для космического корабля проявляются также в следующем. При выводе на орбиту крылья создают серьезные проблемы, связанные с  
25 безопасностью. Так крылья «орбитера» «Спейс Шаттла» подвержены опасности повреждения при взлете и при спуске, что, в конце концов, привело к гибели «Колумбии» в результате повреждения кромки крыла обломком теплозащиты, отвалившимся от навесного бака РН.



После схода с орбиты, при торможении в атмосфере крылатый «орбитер» «вынужден» лететь нижней частью фюзеляжа («брюхом») вперед с тем, чтобы избежать, прежде всего, перегрева носка, кромок крыльев и стабилизатора. Кроме того, в такой конфигурации при 5 торможении в атмосфере «орбитер» является плохо управляемым летательным аппаратом, имеющим небольшой запас устойчивости, в результате чего он очень чувствителен к повреждениям. Это тоже проявилось, в частности, при последнем полете «Колумбии».

Теплозащита «орбитера» реализована в виде специальных матов и 10 плиток, закрывающих весь корпус и защищающих его от перегрева. Эти плитки, общее число которых превышает 27 000, и большая часть которых приклеиваются к корпусу, в целом имеют большую массу, дороги, нетехнологичны, и, кроме того, их контроль в полете и при межполетном обслуживании затруднителен и длителен.

15 Направление перегрузок, действующих на экипаж «Спейс Шаттла», при взлете на РН и спуске различно, что вызывает дополнительные осложнения. Известны также КА в виде несущего корпуса с наклонными стабилизаторами (фиг. 4а, 4б, 4в). Такая форма аппарата рассматривалась в качестве варианта на ранней стадии 20 разработки «Спейс Шаттла» [5]. КА с несущим корпусом имеют меньшие габариты, обладают неплохой устойчивостью и средним аэродинамическим качеством, также обеспечивающим маневрирование в атмосфере и посадку на ВПП. Однако, и этим конструкциям также присущи те же основные недостатки, которые отмечены для «Спейс 25 Шаттла». Для уменьшения габаритов палубных самолетов для авианосцев широко применяются складывающиеся крылья.

С целью облегчения теплозащиты КА при возвращении с орбиты (при торможении в

атмосфере) было также предложено применить складывающиеся крылья [5]. Такой подход, в частности, превращал аппарат с несущим корпусом и наклонными стабилизаторами в крылатую конструкцию (фиг.5а,5б,5в,5г). Этот КА принимается за прототип изобретения.

5 Однако, практического применения идеи со складыванием крыльев и стабилизаторов для возвращаемых на Землю КА не получили ввиду их недостаточной эффективности без дополнительных мероприятий.

### Раскрытие изобретения

Задачей изобретения является одновременное обеспечение как  
10 достаточно большого аэродинамического качества, так и защищенности КА от аэродинамических и тепловых нагрузок при торможении в атмосфере при больших сверхзвуковых скоростях при минимальных массовых и материальных затратах, включая затраты на межполетное обслуживание. Поставленная задача решается тем, что у многообразного  
15 КА, содержащего корпус с крыльями и/или стабилизаторами на торце хвостовой части корпуса установлен лобовой теплозащитный экран, закрывающий торец корпуса с крыльями и/или стабилизаторами при торможении в атмосфере, при этом раскрывающиеся крылья и/или стабилизаторы снабжены механизмами открытия с целью сокращения  
20 габаритов КА и, в первую очередь, лобового теплозащитного экрана. Отделяемый лобовой теплозащитный экран, закрывающий складывающиеся крылья и/или стабилизаторы и другие элементы корпуса, выполняется овальной формы в проекции на плоскость, перпендикулярную продольной оси, например, в форме эллипса. В этом  
25 случае габариты лобового экрана и его вес уменьшаются, а КА может приобрести дополнительное аэродинамическое качество. Боковые поверхности корпуса КА аппарата с лобовым теплозащитным экраном также подвержены аэродинамическим

нагрузкам, включая тепловые, хотя и существенно менее интенсивным, чем нагрузки на лобовой теплозащитный экран. С целью придания корпусу необходимых аэродинамических форм на этом участке полета предлагается применить дополнительные аэродинамические щитки или  
5 обтекатели. Аэродинамические щитки, также как головной теплозащитный экран, отделяется перед разворачиванием крыльев и/или стабилизаторов.

Эти щитки (или обтекатель) обеспечивают также дополнительную защиту как на этапе спуска, так и при выводе на орбиту на РН; в этом  
10 случае дополнительный обтекатель на РН не требуется.

Наиболее проверенными и испытанными на практике являются КА с круглым лобовым теплозащитным экраном сферической формы и корпусом, включающим секции в форме правильного усеченного конуса. Поэтому приемлемой является такая конфигурация аэродинамических  
15 щитков, которые в целом образуют обтекатель конической формы. В общем случае обтекатель может быть выполнен в более сложной конфигурации, имеющей овальную форму.

Таким образом, удастся устранить указанные выше недостатки и использовать преимущества обоих вариантов возвращаемых на Землю  
20 космических аппаратов (капсульного и крылатого). В целом, предлагается КА, защищенный при торможении в атмосфере при гиперзвуковых скоростях (при больших числах Маха) и приобретающий достаточно большое аэродинамическое качество после разворачивания стабилизаторов и/или крыльев; а это как раз и обеспечивает  
25 дополнительное маневрирование и планирование при посадке на ВПП.

Площадь боковых поверхностей КА, включая крылья и стабилизаторы, превышает площадь теплозащитного экрана, поэтому масса теплозащиты лобового экрана меньше теплозащиты боковых

поверхностей. Дополнительную весовую экономию может дать применение для лобового щита теплозащиты абляционного типа.

В предложенном изобретении (так же, как в знаменитом изобретении Зингера – в его машине, шьющей ушком вперед) космический аппарат  
5 летит при торможении в атмосфере хвостом вперед. Благодаря этому достигается существенный эффект: корпус космического аппарата оказывается защищенным от основных аэродинамических и тепловых нагрузок. В результате, основная наружная оболочка корпуса космического аппарата может быть выполнена из теплостойких сплавов,  
10 не требующих дополнительной теплозащиты в виде нетехнологичных плиток. Такая конструкция отличается большей простотой, в том числе, в части инспекции и обслуживания, и в то же время, обеспечивает многократное использование.

Как отмечалось, идеи складывания стабилизаторов и крыльев до сих  
15 пор не были реализованы на космических кораблях ввиду недостаточной эффективности без дополнительных мероприятий. Складывание выступающих элементов конструкции существенно увеличивает эффективность компоновки только в сочетании с их защитой от аэродинамических и тепловых нагрузок при помощи лобового  
20 теплозащитного экрана. Складывание крыльев, стабилизаторов и других выступающих элементов конструкции не только уменьшает габариты КА таким образом, чтобы они оказались за лобовым экраном, но и размеры самого лобового теплозащитного экрана, а также улучшает компоновочные и другие характеристики. С этой целью крылья  
25 снабжены механизмами разворачивания. У аппарата с несущим корпусом складными выполнены наклонные стабилизаторы, которые также снабжены механизмами разворачивания.

Краткое описание фигур чертежа

На фиг.6а,6б,6в – 13а,13б,13с представлены соответственно крылатые КА и КА с несущим корпусом (со стабилизаторами) согласно данному изобретению, где:

- 1 – корпус КА
- 5      2 – крылья
- 3 - стабилизаторы
- 4 – отделяемый лобовой теплозащитный экран
- 5 – механизм разворачивания крыльев
- 6 – механизм разворачивания стабилизаторов
- 10     7 – отделяемые аэродинамические щитки

Лучший вариант осуществления изобретения

На фиг.6а,6б,6в представлен крылатый КА, крылья 2 которого сложены при выводе на орбиту и во время орбитального полета, а также при сходе с орбиты и при торможении в атмосфере. Хвостовая часть корпуса 1 вместе со сложенными крыльями 2 и вертикальным стабилизатором 3 защищена отделяемым лобовым теплозащитным экраном 4, который имеет, например, круглую форму в проекции на плоскость, перпендикулярную продольной оси; экран отделяется после торможения в атмосфере, а крылья 2 разворачиваются при помощи механизма 5.

На фиг.7а,7б,7в представлен КА с несущим корпусом, стабилизаторы 3 которого сложены при выводе на орбиту и во время орбитального полета, а также при сходе с орбиты и при торможении в атмосфере. Хвостовая часть корпуса 1 вместе со сложенными стабилизаторами 25 защищена отделяемым лобовым теплозащитным экраном 4, который имеет, например, круглую форму в проекции на плоскость, перпендикулярную продольной оси; экран отделяется после торможения

в атмосфере, а стабилизаторы 3 разворачиваются при помощи механизма 6.

На фиг.8а,8б,8в представлен крылатый КА, крылья 2 которого сложены при выводе на орбиту и во время орбитального полета, а также при сходе с орбиты и при торможении в атмосфере. Хвостовая часть корпуса 1 вместе с крыльями 2 и вертикальным стабилизатором 3 защищена отделяемым лобовым теплозащитным экраном 4, который имеет овальную форму в проекции на плоскость, перпендикулярную продольной оси; экран отделяется после торможения в атмосфере, а крылья 2 разворачиваются при помощи механизма 5. На фиг. 9а,9б,9в представлен КА с несущим корпусом, стабилизаторы 3 которого сложены при выводе на орбиту и во время орбитального полета, а также при сходе с орбиты и при торможении в атмосфере. Хвостовая часть корпуса 1 вместе со стабилизаторами защищена отделяемым лобовым теплозащитным экраном 4, который имеет овальную форму в проекции на плоскость, перпендикулярную продольной оси; экран отделяется после торможения в атмосфере, а стабилизаторы 3 разворачиваются при помощи механизма 6. На фиг. 10а,10б,10в представлен крылатый КА, крылья 2 которого сложены при выводе на орбиту и во время орбитального полета, а также при сходе с орбиты и при торможении в атмосфере. Хвостовая часть корпуса 1 вместе с крыльями 2 и стабилизатором 3 защищена не только отделяемым лобовым теплозащитным экраном 4, а также аэродинамическими щитками 7, которые отделяются после торможения в атмосфере, а крылья 2 разворачиваются при помощи механизма 5. На фиг.11а,11б,11в - КА с несущим корпусом, стабилизаторы 3 которого сложены при выводе на орбиту во время орбитального полета, а также при сходе с орбиты и при торможении в атмосфере. Хвостовая часть корпуса 1 вместе со

стабилизаторами 3 защищена не только отделяемым лобовым теплозащитным экраном, а также аэродинамическими щитками, которые отделяются после торможения в атмосфере, а стабилизаторы 3 разворачиваются при помощи механизма 6. Аэродинамические щитки можно также применить для КА, хвостовая часть корпуса которых вместе со стабилизаторами и крыльями защищена лобовым теплозащитным экраном, имеющим овальную форму в проекции на плоскость, перпендикулярную продольной оси. На фиг.12а,12б,12в представлен КА с несущим корпусом, стабилизаторы 3 которого сложены при выводе на орбиту во время орбитального полета, а также при сходе с орбиты и при торможении в атмосфере. Хвостовая часть корпуса 1 вместе со стабилизаторами 3 защищена не только отделяемым лобовым теплозащитным экраном 4, который имеет овальную форму в проекции на плоскость, перпендикулярную продольной оси, но и аэродинамическими щитками 7, которые отделяются после торможения в атмосфере, а стабилизаторы 3 разворачиваются механизмом 6. Такие же аэродинамические щитки можно применить на крылатых КА со сложенными крыльями, хвостовая часть корпуса которых вместе со стабилизаторами и крыльями защищена лобовым теплозащитным экраном, имеющим овальную форму в проекции на плоскость, перпендикулярную продольной оси. Также как при создании КА капсульного типа, у которых использовалась конфигурация корпуса, состоявшая из нескольких секций, имеющих форму тел вращения (в виде усеченного конуса и цилиндра), такая форма является также возможной для предлагаемых КА с несущим корпусом и со складывающимися крыльями и/или стабилизаторами. Это может быть достигнуто выбором формы и конфигурации аэродинамических щитков, образующих коническую поверхность вращения (фиг.13а,13б,13в).

Промышленная применимость

Таким образом, предлагаемый КА во всех его вариантах оказывается защищенным.

В результате, наружная оболочка корпуса КА, а также крылья и стабилизаторы могут быть выполнены из теплостойких сплавов, не  
5 требующих дополнительной теплозащиты.

При этом хвостовая часть корпуса, включая крылья и стабилизаторы, защищена от наиболее тяжелых аэродинамических и тепловых нагрузок, а также случайных повреждений как при выводе на орбиту на РН, так и при торможении в атмосфере. Особенно  
10 эффективной такая защита может оказаться при возвращении крылатого аппарата в земную атмосферу со второй космической скоростью после межпланетных путешествий.

Отделяемый лобовой теплозащитный экран является элементом одноразового использования, поэтому его теплозащита может быть,  
15 например, эффективного абляционного типа. Аэродинамические щитки, несущие гораздо меньшую тепловую нагрузку, могут изготавливаться из жаростойких материалов.

#### Список литературы:

1. Космические корабли, В. Бобков и В. Сыромятников, М. Знание,  
20 1984
2. Космическая энциклопедия, М. Сов. Энци., 1986
3. The Illustrated Encyclopedia of Space Technology, K. Gatland, USA,  
1981. Имеется сокращенный русский перевод Space Shuttle.
4. 100 рассказов о стыковке, В. Сыромятников, М. Университетская  
25 книга, 2003 г
5. The History of the National Space Transportation System,  
D.R. Jenkins, USA, 1997



## Формула

1. Многоразовый космический аппарат, содержащий корпус 1 с крыльями 2 и/или стабилизаторами 3, отличающийся тем, что на торце хвостовой части корпуса 1 установлен отделяемый лобовой теплозащитный экран 4, а складывающиеся крылья 2 и/или стабилизаторы 3 снабжены механизмами для их разворачивания 5 и 6.
2. Многоразовый космический аппарат, по п. 1, отличающийся тем, что отделяемый лобовой теплозащитный экран 4, закрывающий складывающиеся крылья 2 и/или стабилизаторы 3, имеет овальную форму в проекции на плоскость, перпендикулярную продольной оси.
3. Многоразовый космический аппарат по п. 1, отличающийся тем, что боковые поверхности хвостовой части корпуса 1 с крыльями 2 и/или стабилизаторами 3 закрыты отделяемыми аэродинамическими щитками 7.
4. Многоразовый космический аппарат по п. 3, отличающийся тем, что боковые поверхности хвостовой части корпуса 1 с крыльями 2 и/или стабилизаторами 3 закрыты отделяемыми аэродинамическими щитками 7, образующими коническую поверхность.

**ИЗМЕНЁННАЯ ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ**

[получена Международным бюро 25 января 2005 (25.01.05); первоначально заявленные пункты 1-4 формулы изобретения заменены новыми пунктами 1-4; первоначально заявленный пункт 1 формулы изобретения изменён;]

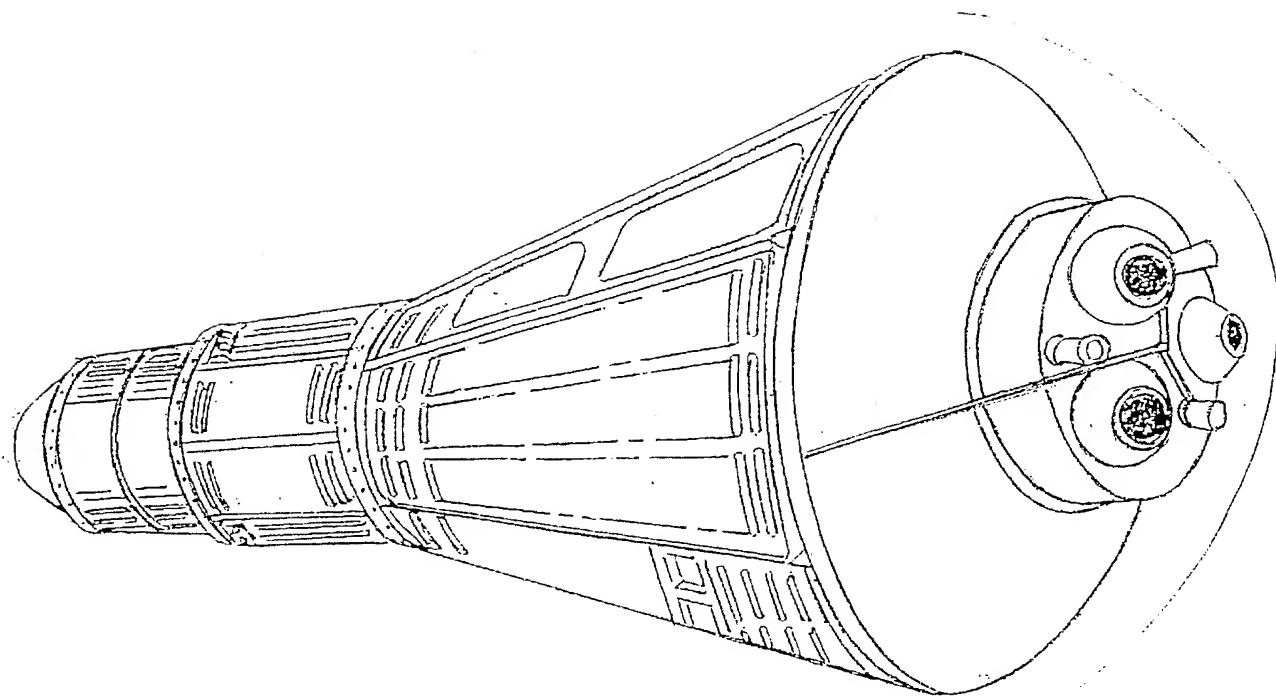
1. Многоразовый космический аппарат, содержащий корпус  
1 с крыльями 2 и/или стабилизаторами 3, снабженными  
механизмами для их разворачивания 5 и 6, а также теплозащитный  
5 экран 4, закрывающий указанные крылья 2 и/или стабилизаторы 3 в  
сложенном положении при торможении в атмосфере,  
отличающийся тем, что теплозащитный экран 4 является  
отделяемым лобовым и установлен на торце хвостовой части  
корпуса 1, летящего при торможении в атмосфере хвостовой частью  
10 вперед, а после отделения лобового теплозащитного экрана 4 и  
разворачивания крыльев 2 и/или стабилизаторов 3 летящего  
носовой частью вперед.

2. Многоразовый космический аппарат, по п.1,  
отличающийся тем, что указанный отделяемый лобовой  
15 теплозащитный экран 4 имеет овальную форму в проекции на  
плоскость перпендикулярную продольной оси аппарата.

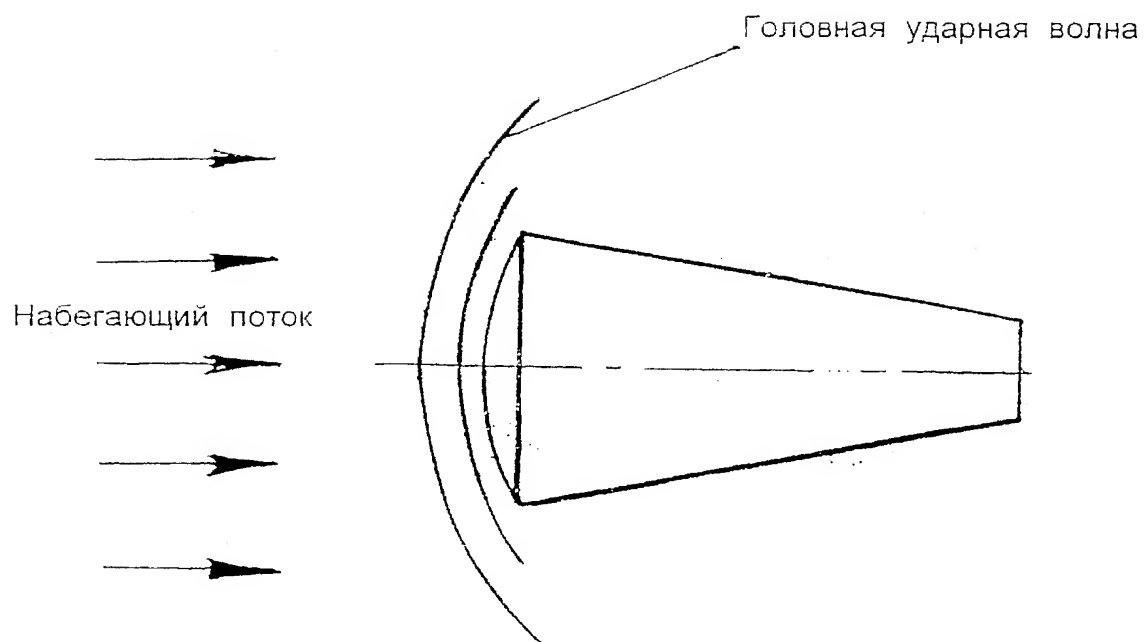
3. Многоразовый космический аппарат по п.1 или 2,  
отличающийся тем, что боковые поверхности хвостовой части  
корпуса 1 с крыльями 2 и /или стабилизаторами 3 закрыты  
20 отделяемыми аэродинамическими щитками 7.

4. Многоразовый космический аппарат по п.3, отличающийся  
тем, что отделяемые аэродинамические щитки 7 образуют  
коническую поверхность.

1/13

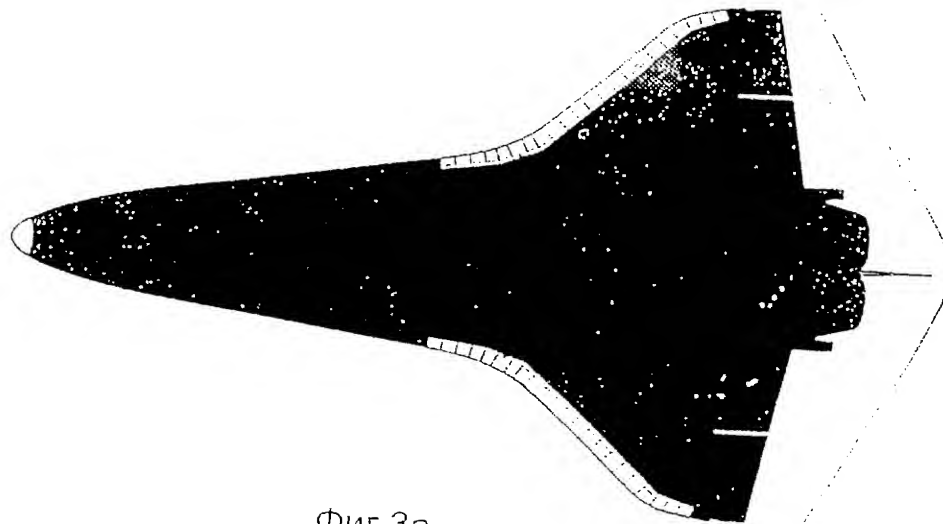


Фиг. 1

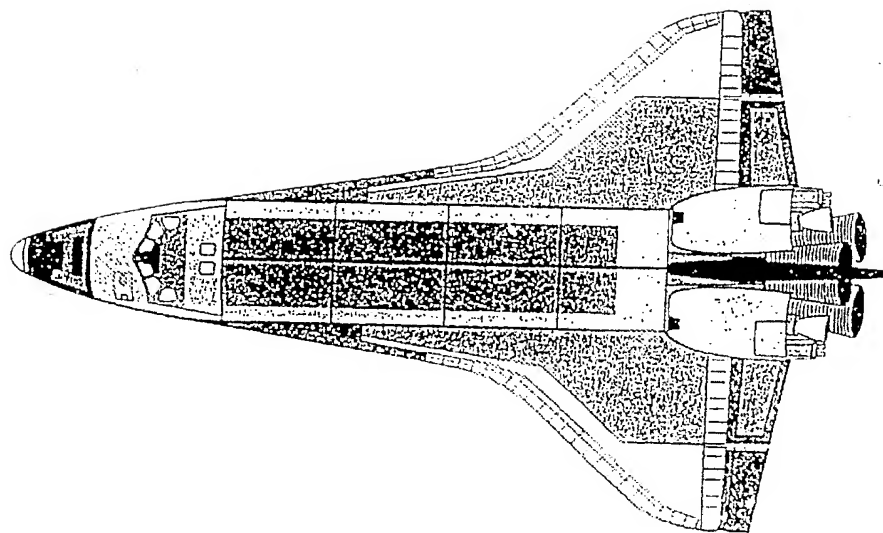


Фиг.2

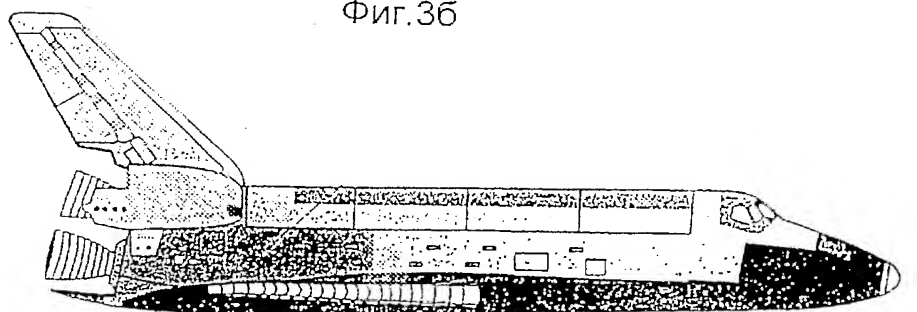
3/13



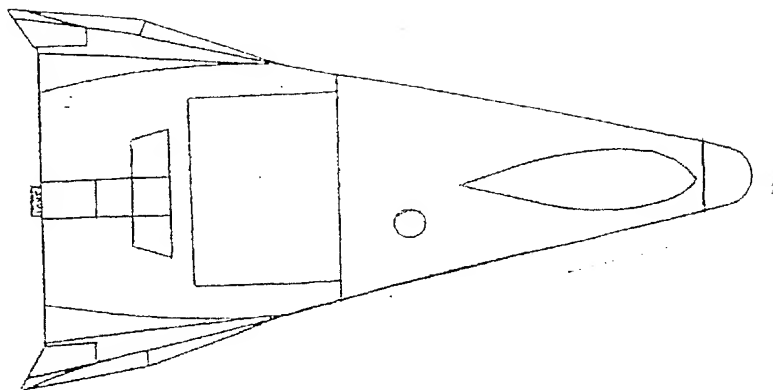
Фиг.3а



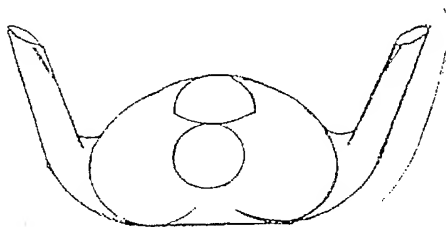
Фиг.3б



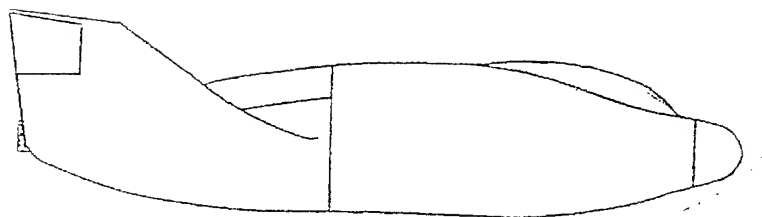
Фиг.3в



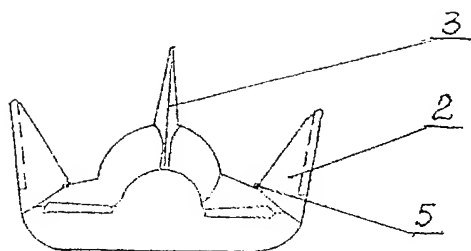
Фиг.4а



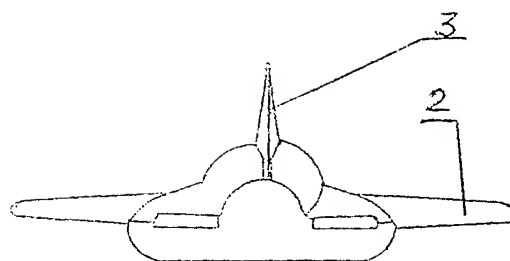
Фиг.4б



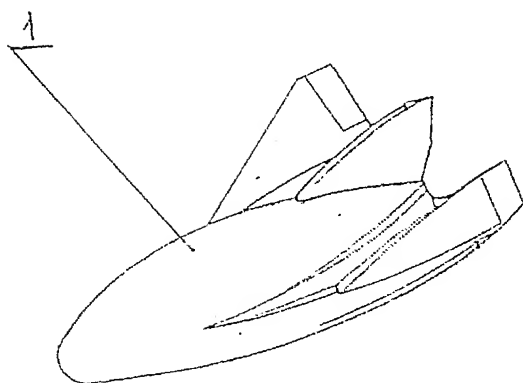
Фиг.4в



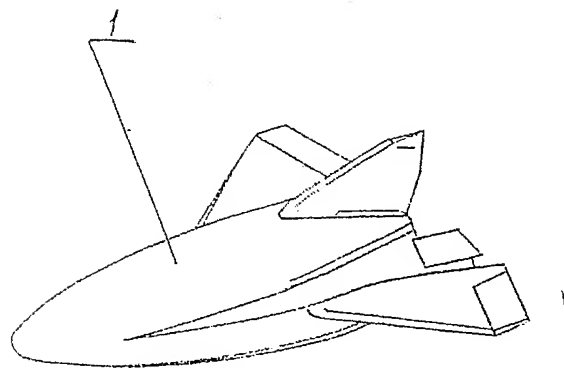
Фиг.5а



Фиг.5б

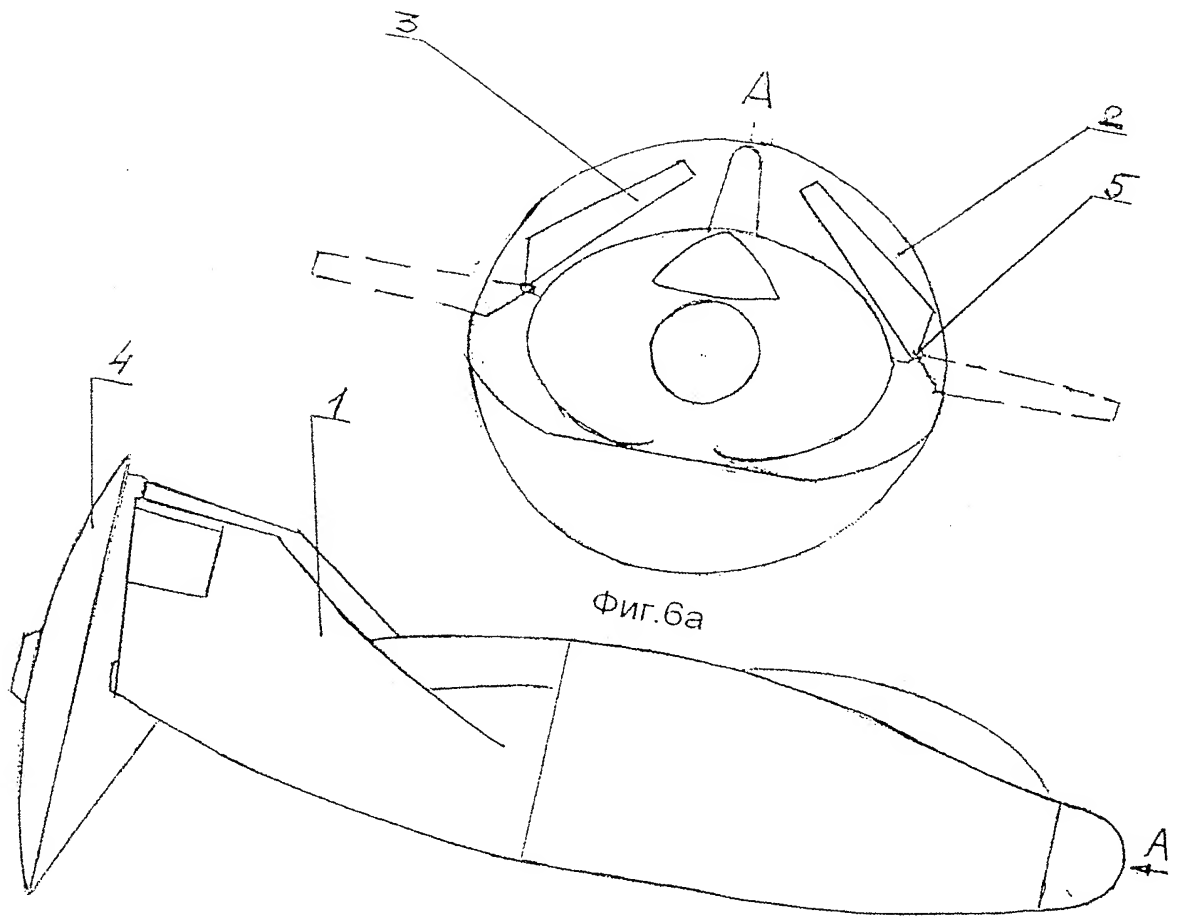


Фиг.5в



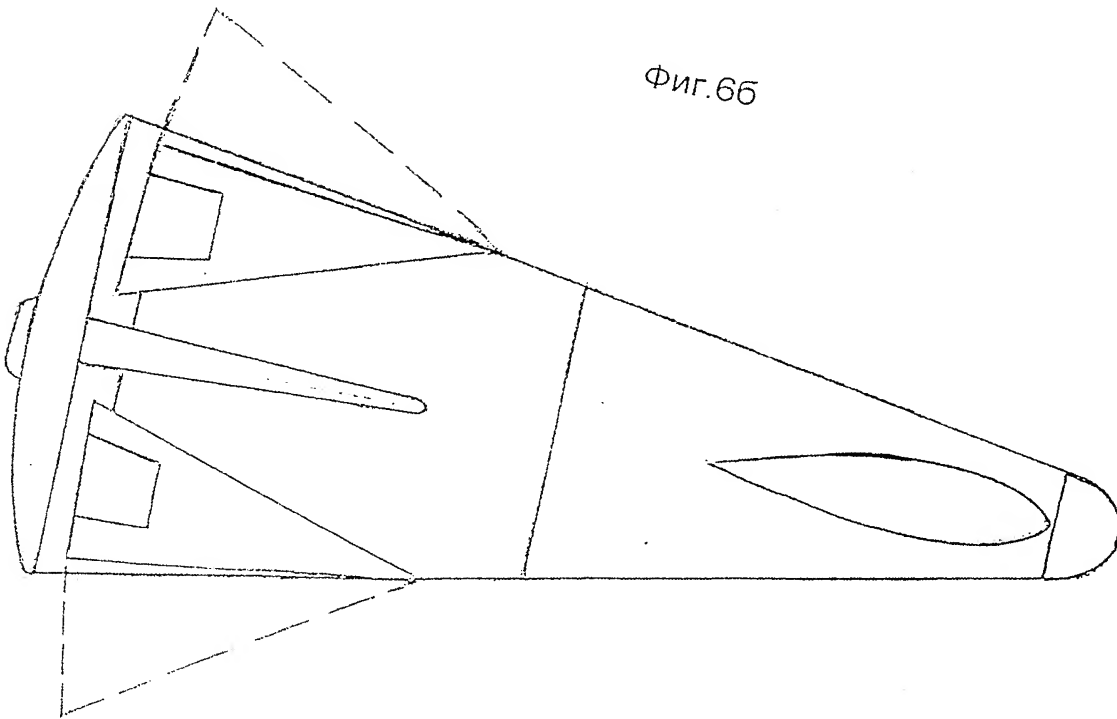
Фиг.5г

6/13



Фиг. 6а

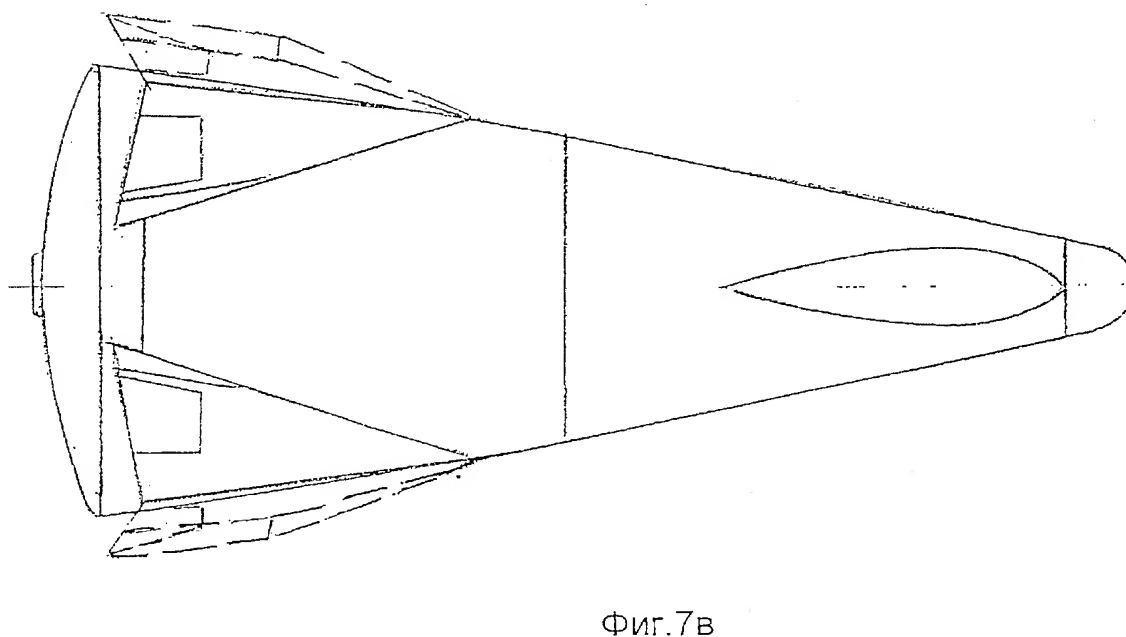
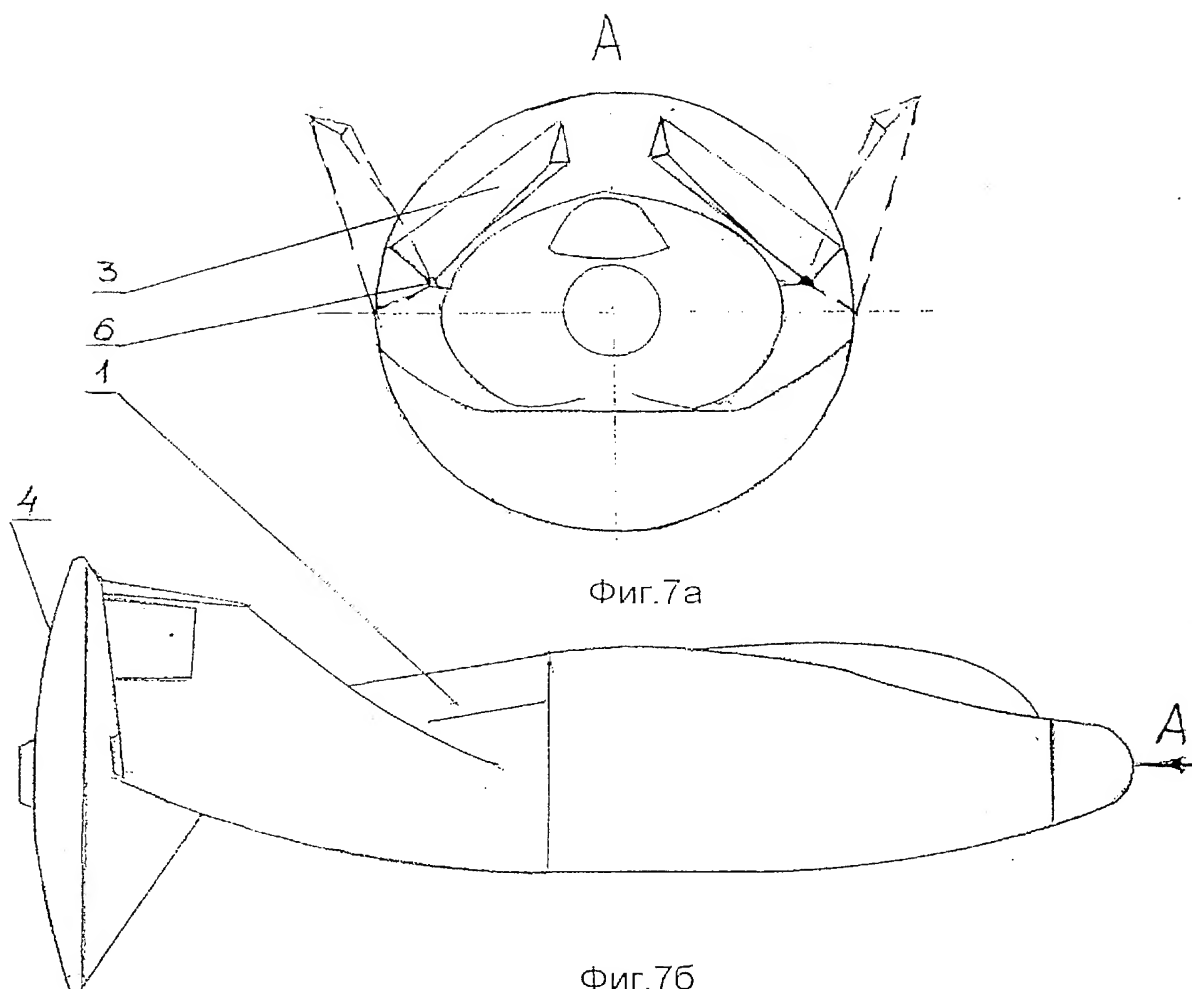
Фиг. 6б



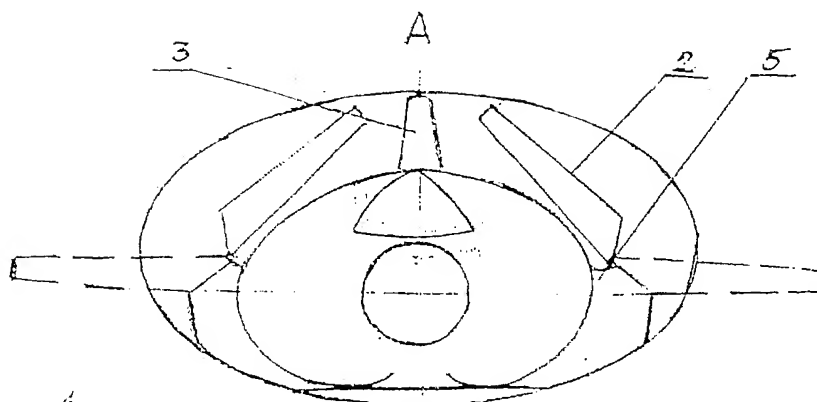
Фиг. 6в



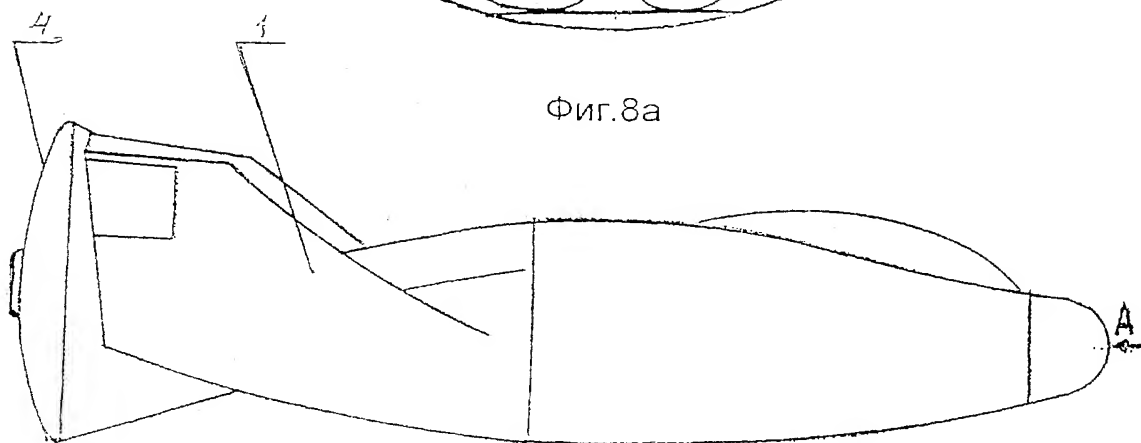
7/13



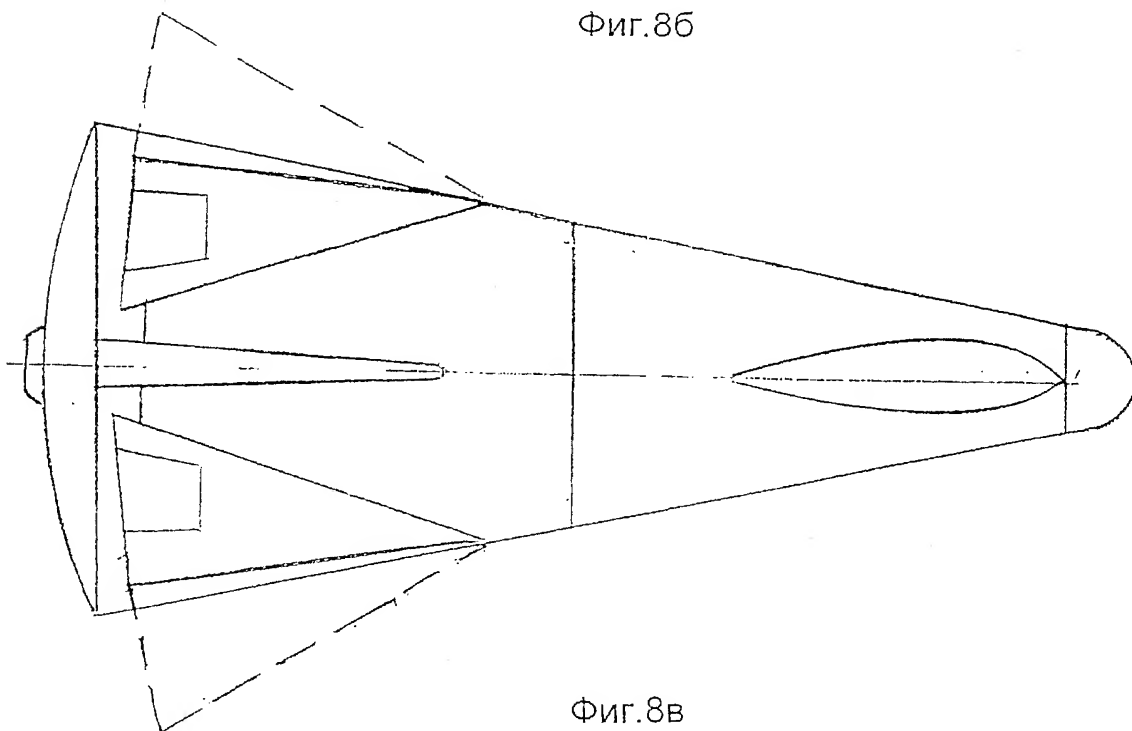
8/13



Фиг.8а



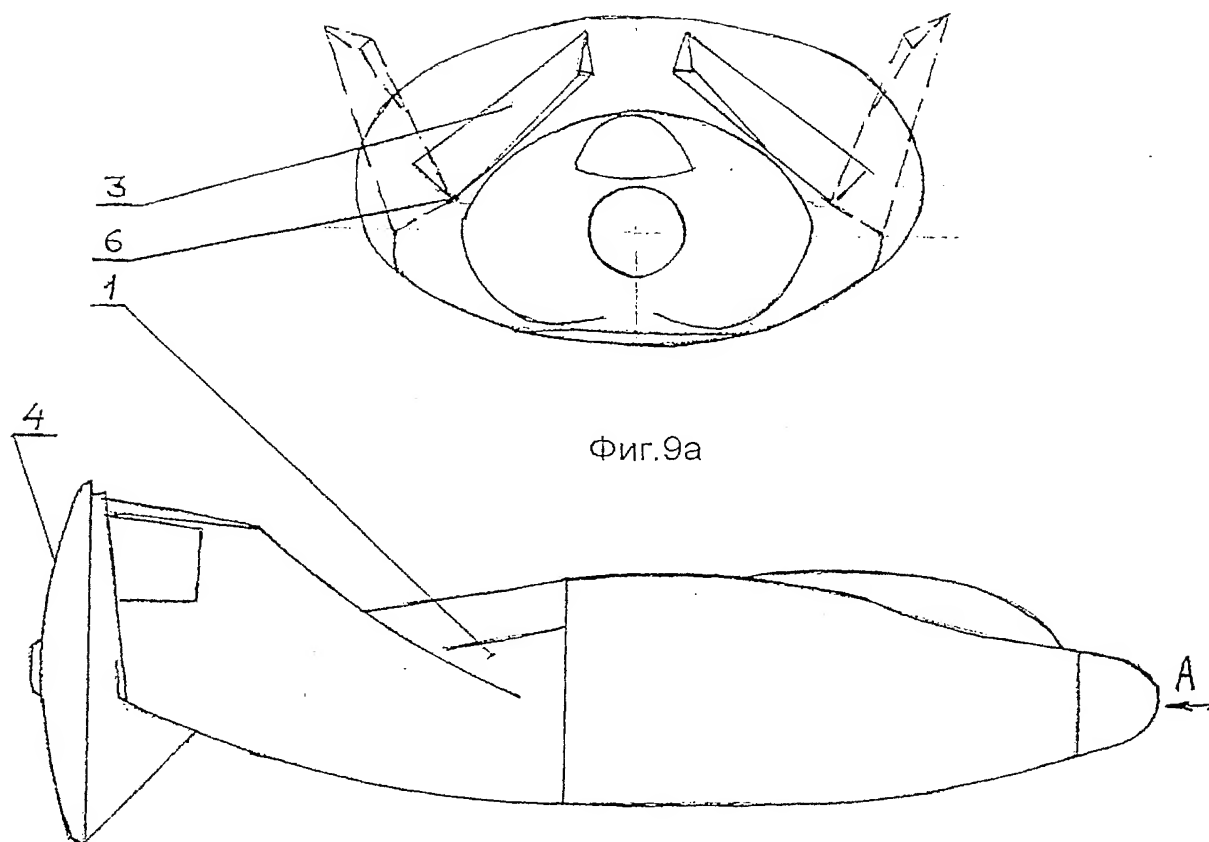
Фиг.8б



Фиг.8в

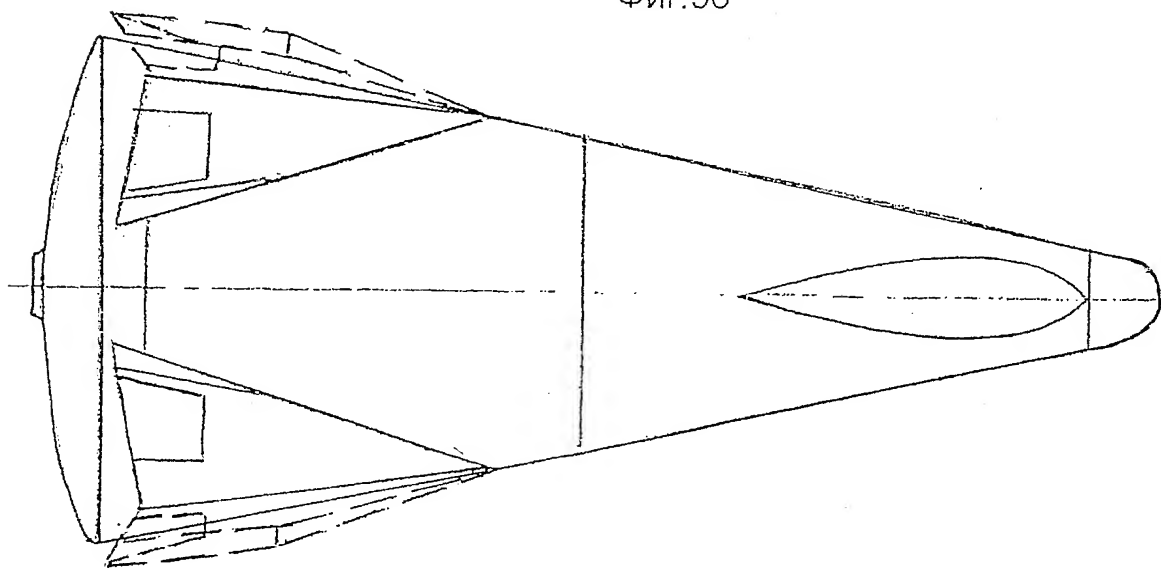
9/13

A



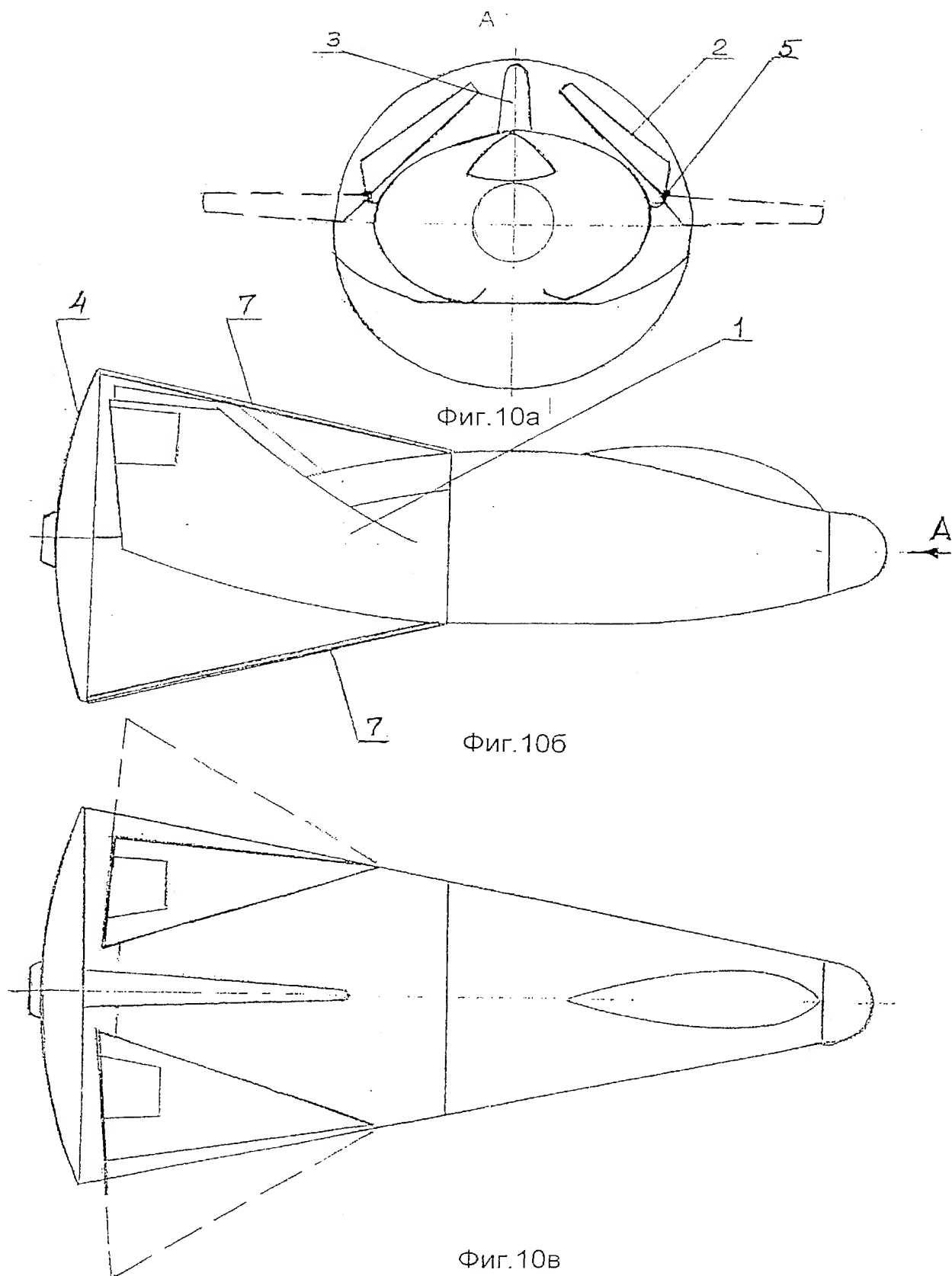
Фиг.9а

Фиг.9б

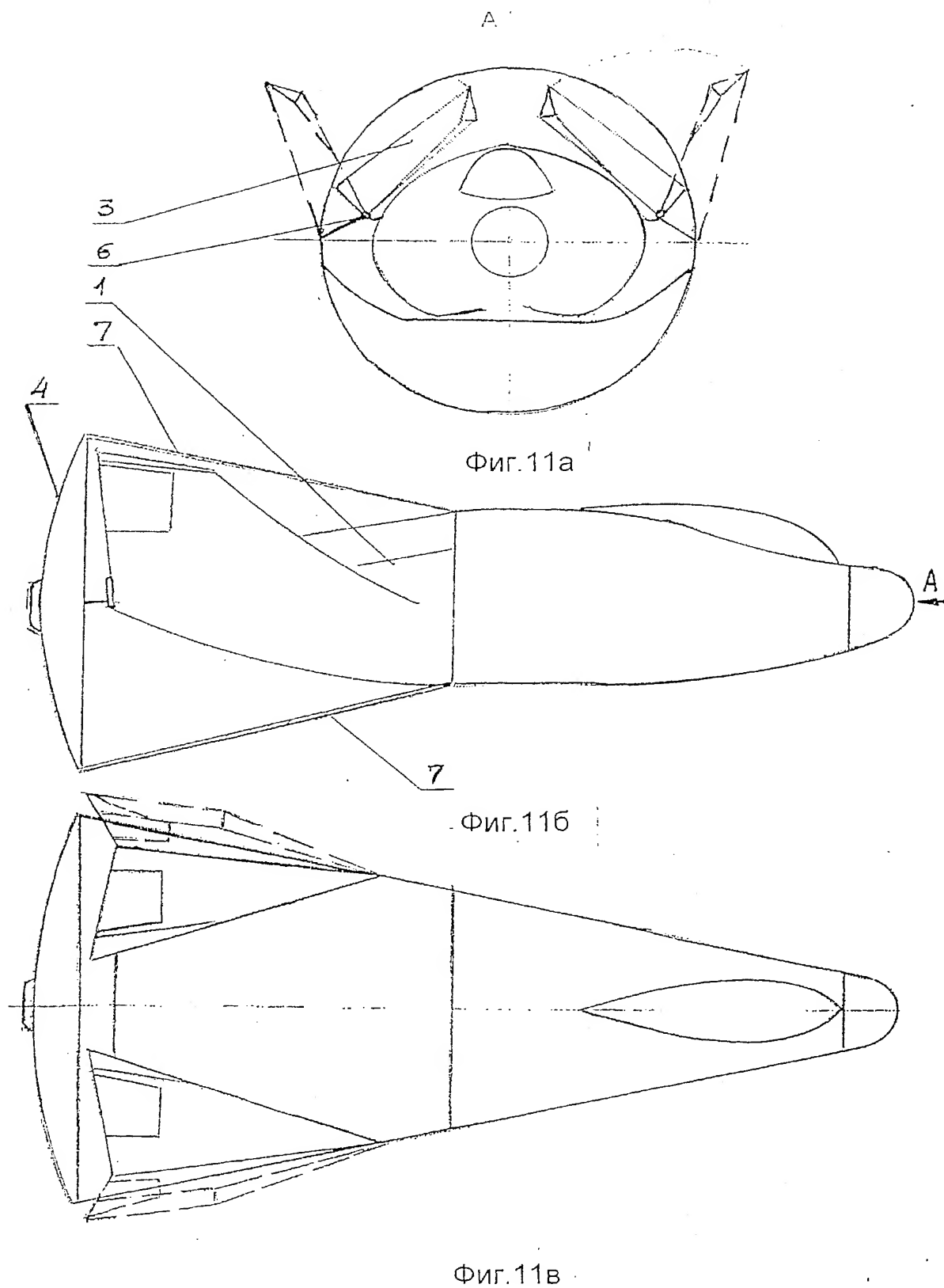


Фиг.9в

10/13

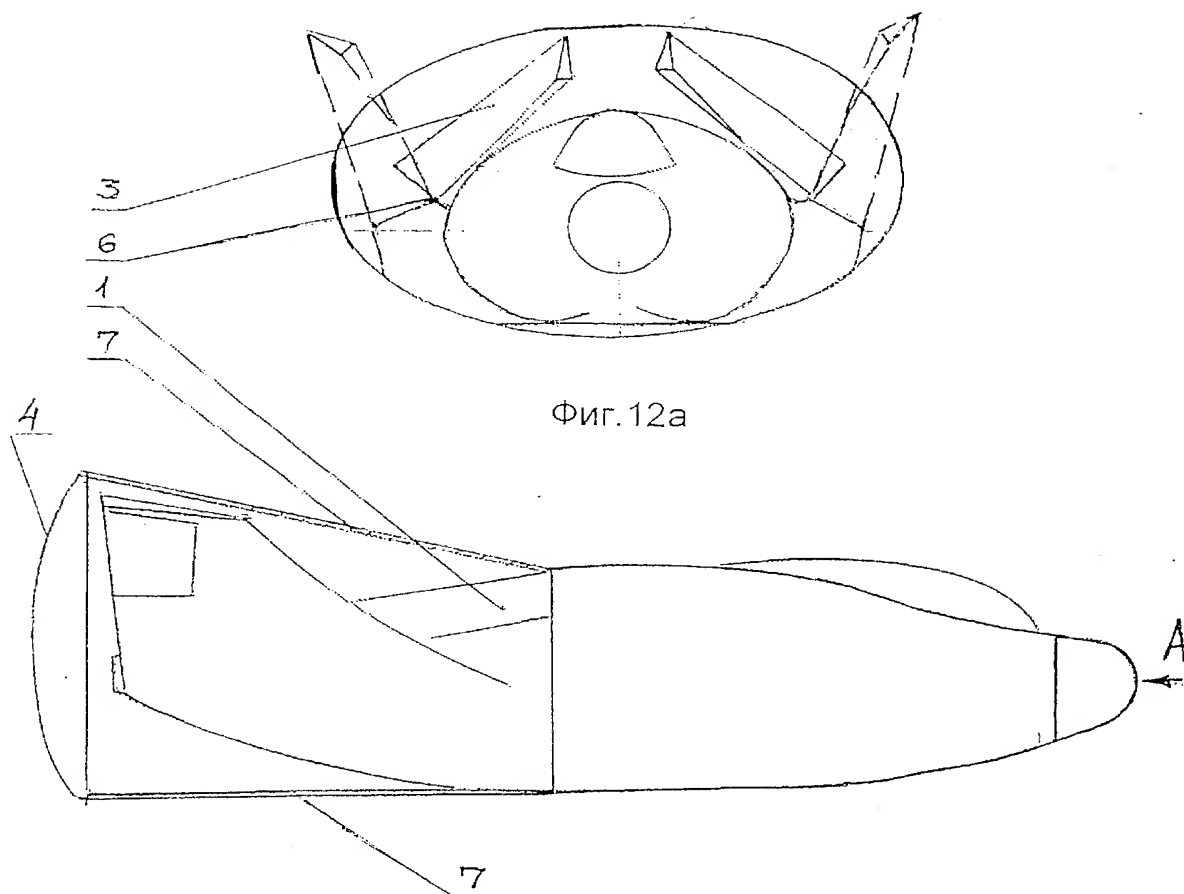


11/13



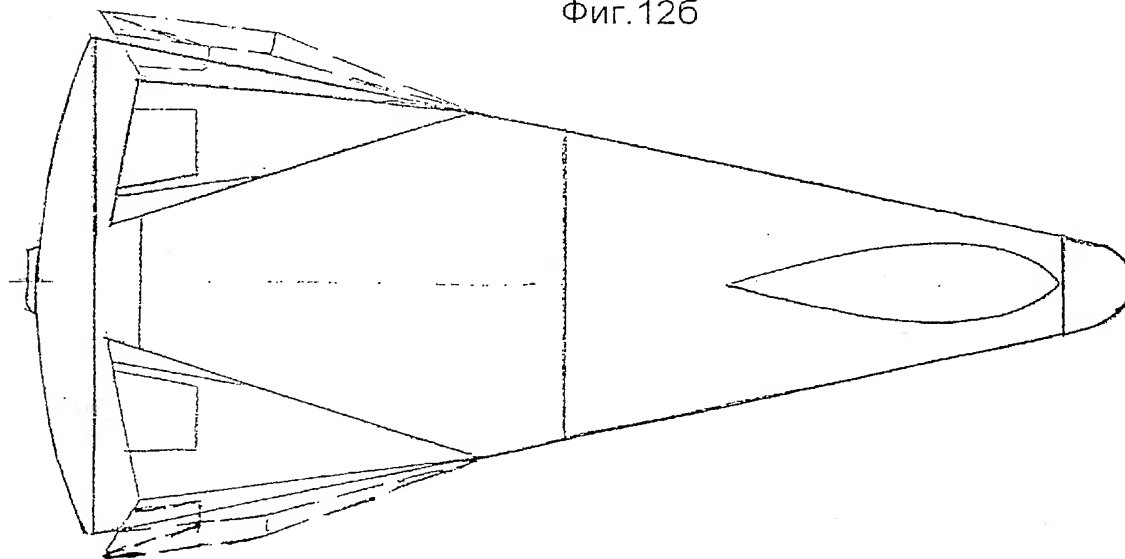
12/13

A



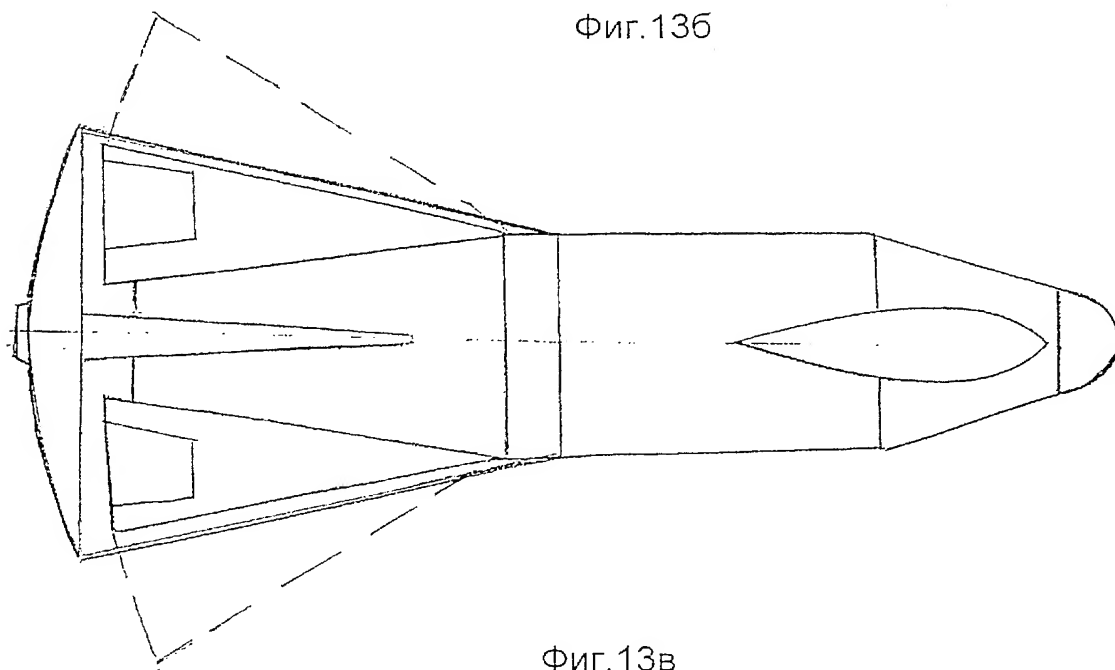
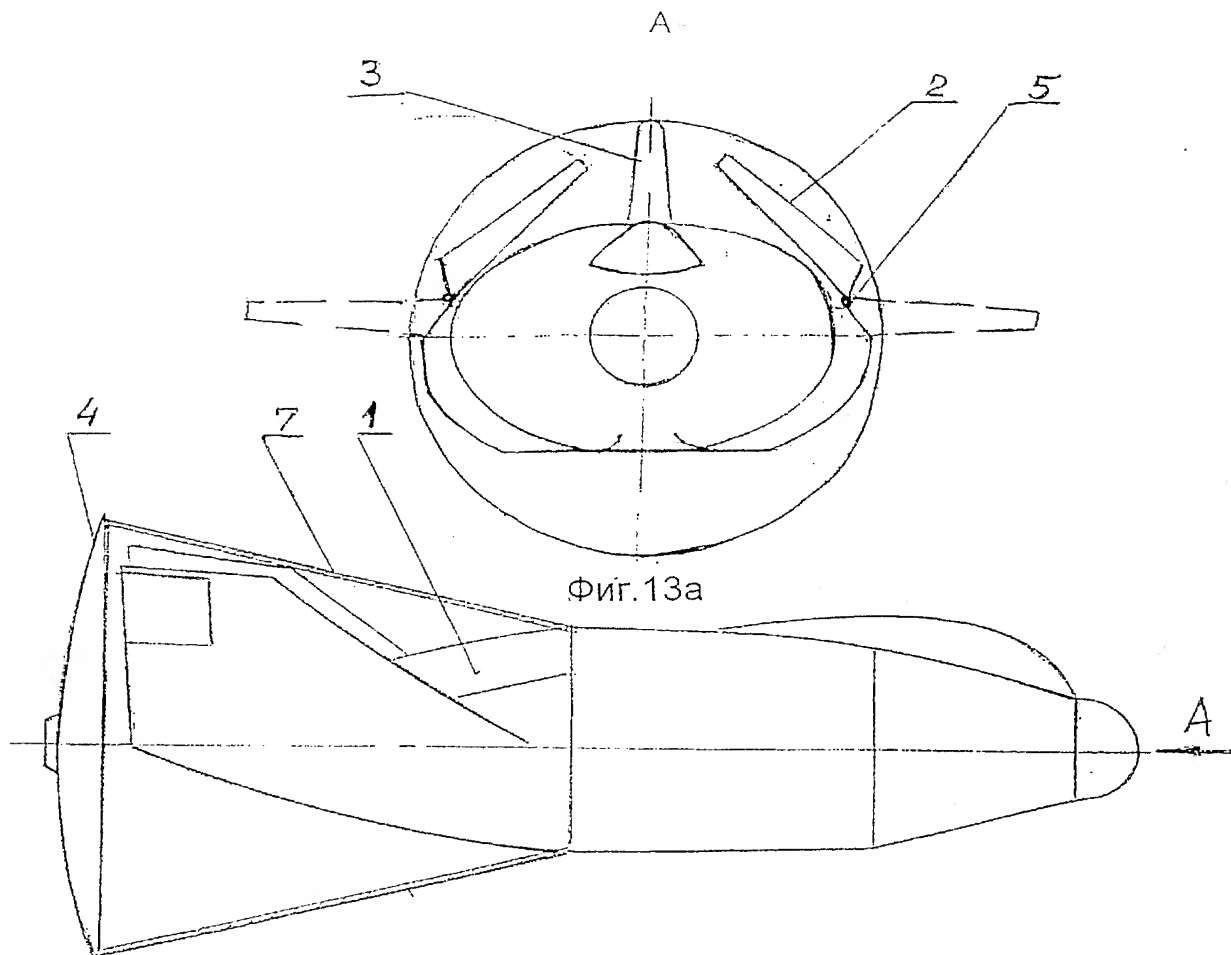
Фиг.12а

Фиг.12б



Фиг.12в

13/13



## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/RU 2004/000241

## A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64G 1/14, 1/62

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

## B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

B64G 1/14, 1/62, 1/22, 1/12, 1/00, 1/52, 9/00, B64D 25/08

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

## C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	US 4240601 A (THE UNITED STATES OF AMERICA AS REPRESENTED BY THE ADMINISTRATOR OF THE NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION) 23.12.1980, figure 1, 3a-3f, columns 2-3	1-4
Y	RU 2109660 C1 (NAUCHNO-PROIZVODSTVENNOE OBIEDINENIE) 27.04.1998	1-4
Y	US 3132825 A (R.S. POSTLE ET AL) 12.05.1964, figures 3, 5-8, columns 2-4	2
Y	US 3289974 A (C.B. COHEN ET AL) 06.12.1966, figures 1-4, columns 2-3	3-4

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C.☐ See patent family annex.

\* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier document but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&amp;" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

(10.11.2004)

Date of mailing of the international search report

(02. 12. 2004)

Name and mailing address of the ISA/

RU

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.



# ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Международная заявка №  
PCT/RU 2004/000241

А. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ:		
B64G 1/14, 1/62		
Согласно международной патентной классификации (МПК-7)		
В. ОБЛАСТИ ПОИСКА:		
Проверенный минимум документации (система классификации и индексы) МПК-7: B64G 1/14, 1/62, 1/22, 1/12, 1/00, 1/52, 9/00, B64D 25/08		
Другая проверенная документация в той мере, в какой она включена в поисковые подборки:		
Электронная база данных, использовавшаяся при поиске (название базы и, если, возможно, поисковые термины):		
С. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ:		
Категория*	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №
Y	US 4240601 A (THE UNITED STATES OF AMERICA AS REPRESENTED BY THE ADMINISTRATOR OF THE NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION) 23.12.1980, фиг. 1, 3а-3г, колонки 2-3	1-4
Y	RU 2109660 C1 (НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ) 27.04.1998	1-4
Y	US 3132825 A (R.S. POSTLE ET AL) 12.05.1964, фиг. 3, 5-8, колонки 2-4	2
Y	US 3289974 A (C.B. COHEN ET AL) 06.12.1966, фиг. 1-4, колонки 2-3	3-4
<input checked="" type="checkbox"/> следующие документы указаны в продолжении графы С. <input type="checkbox"/> данные о патентах-аналогах указаны в приложении		
* Особые категории ссылаемых документов: А документ, определяющий общий уровень техники Е более ранний документ или патент, но опубликованный на дату международной подачи или после нее С документ, относящийся к устному раскрытию, экзemplарно и т.д. Р документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты испрашиваемого приоритета и т.д. Т более поздний документ, опубликованный после даты приоритета и приведенный для понимания изобретения Х документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска, порочащий новизну и изобретательский уровень Y документ, порочащий изобретательский уровень в сочетании с одним или несколькими документами той же категории & документ, являющийся патентом-аналогом		
Дата действительного завершения международного поиска: 10 ноября 2004 (10.11.2004)		Дата отправки настоящего отчета о международном поиске: 02 декабря 2004 (02.12.2004)
Наименование и адрес Международного поискового органа Федеральный институт промышленной собственности РФ, 123995, Москва, Г-59, ГСП-5, Бережковская наб., 30.1 Факс: 243-3337, телетайп: 114818 ПОДАЧА		Уполномоченное лицо:  А. Андреев  Телефон № 240-25-91

Форма PCT/ISA/210 (второй лист)(январь 2004)